

# Document made available under the Patent Cooperation Treaty (PCT)

International application number: PCT/EP04/053431

International filing date: 13 December 2004 (13.12.2004)

Document type: Certified copy of priority document

Document details: Country/Office: FR  
Number: 03/15035  
Filing date: 19 December 2003 (19.12.2003)

Date of receipt at the International Bureau: 23 February 2005 (23.02.2005)

Remark: Priority document submitted or transmitted to the International Bureau in compliance with Rule 17.1(a) or (b)



World Intellectual Property Organization (WIPO) - Geneva, Switzerland  
Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle (OMPI) - Genève, Suisse



17.01.2005

# BREVET D'INVENTION

**CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION**

## COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le 21 DEC. 2004

Pour le Directeur général de l'Institut  
national de la propriété industrielle  
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

INSTITUT  
NATIONAL DE  
LA PROPRIÉTÉ  
INDUSTRIELLE

SIEGE  
26 bis, rue de Saint-Petersbourg  
75800 PARIS cedex 08  
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04  
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23  
www.inpi.fr



2

1

3

4

5

6

7

8

9

10

11

12



26 bis, rue de Saint Pétersbourg - 75800 Paris Cedex 08

Pour vous informer : INPI DIRECT

☎ **0 825 83 85 87**

0,15 € TTC/mn

Télécopie : 33 (0)1 53 04 52 65

Réservé à l'INPI

1er dépôt

# BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



N° 11354\*03

## REQUÊTE EN DÉLIVRANCE

page 1/2



Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

08 540 @ W / 030103

### REMISE DES PIÈCES

DATE **19 DEC 2003**  
LIEU **75 INPI PARIS 34 SP**

N° D'ENREGISTREMENT **0315035**  
NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI

DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE **19 DEC. 2003**  
PAR L'INPI

### Vos références pour ce dossier

(facultatif)

**63 278**

### NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE

Marie-Pierre HENRIOT  
THALES Intellectual Property  
31-33, Avenue Aristide Briand  
94117 ARCUEIL CEDEX

### Confirmation d'un dépôt par télécopie

☐ N° attribué par l'INPI à la télécopie

### 2 NATURE DE LA DEMANDE

Cochez l'une des 4 cases suivantes

Demande de brevet

☒

Demande de certificat d'utilité

☐

Demande divisionnaire

☐

*Demande de brevet initiale*  
*ou demande de certificat d'utilité initiale*

N°

Date

N°

Date

Transformation d'une demande de  
brevet européen *Demande de brevet initiale*

☐

N°

Date

### 3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)

PROCEDE D'AIDE A LA NAVIGATION D'UN AERONEF

### 4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ

OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE  
LA DATE DE DÉPÔT D'UNE  
DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE

Pays ou organisation

Date

N°

Pays ou organisation

Date

N°

Pays ou organisation

Date

N°

☐ S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»

### 5 DEMANDEUR (Cochez l'une des 2 cases)

☒ Personne morale

☐ Personne physique

Nom  
ou dénomination sociale

THALES

Prénoms

Forme juridique

Société Anonyme

N° SIREN

5 5 2 0 5 9 0 2 4

Code APE-NAF

Domicile  
ou  
siège

Rue

45, rue de Villiers

Code postal et ville

9 2 2 0 0 NEUILLY SUR SEINE

Pays

FRANCE

Nationalité

Française

N° de téléphone (facultatif)

N° de télécopie (facultatif)

Adresse électronique (facultatif)

☐ S'il y a plus d'un demandeur, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»

Remplir impérativement la 2<sup>ème</sup> page

# BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE  
page 2/2

BR2

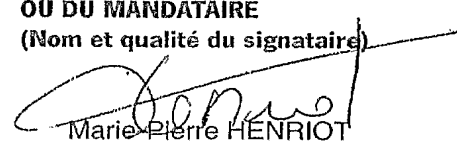

Réservé à l'INPI

## REMISE DES PIÈCES

DATE **19 DEC 2003**  
LIEU **75 INPI PARIS 34 SP**

N° D'ENREGISTREMENT **0315035**  
NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI

DB 540 W / 210502

<b>6 MANDATAIRE (s'il y a lieu)</b>		
Nom		HENRIOT
Prénom		Marie-Pierre
Cabinet ou Société		THALES
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel		8325
Adresse	Rue	31-33, Avenue Aristide Briand
	Code postal et ville	94 11 17 ARCUEIL CEDEX
	Pays	FRANCE
N° de téléphone (facultatif)		01 41 48 45 30
N° de télécopie (facultatif)		01 41 48 45 01
Adresse électronique (facultatif)		
<b>7 INVENTEUR (S)</b>		<b>Les inventeurs sont nécessairement des personnes physiques</b>
Les demandeurs et les inventeurs sont les mêmes personnes		<input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non : <b>Dans ce cas remplir le formulaire de Désignation d'inventeur(s)</b>
<b>8 RAPPORT DE RECHERCHE</b>		<b>Uniquement pour une demande de brevet (y compris division et transformation)</b>
Établissement immédiat ou établissement différé		<input checked="" type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
Paiement échelonné de la redevance (en deux versements)		<b>Uniquement pour les personnes physiques effectuant elles-mêmes leur propre dépôt</b> <input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non
<b>9 RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES</b>		<b>Uniquement pour les personnes physiques</b> <input type="checkbox"/> Requise pour la première fois pour cette invention (joindre un avis de non-imposition) <input type="checkbox"/> Obtenue antérieurement à ce dépôt pour cette invention (joindre une copie de la décision d'admission à l'assistance gratuite ou indiquer sa référence): AG <span style="border: 1px solid black; padding: 0 10px;">  </span>
<b>10 SÉQUENCES DE NUCLEOTIDES ET/OU D'ACIDES AMINÉS</b>		<input type="checkbox"/> Cochez la case si la description contient une liste de séquences
Le support électronique de données est joint		<input type="checkbox"/>
La déclaration de conformité de la liste de séquences sur support papier avec le support électronique de données est jointe		<input type="checkbox"/>
Si vous avez utilisé l'imprimé «Suite», indiquez le nombre de pages jointes		
<b>11 SIGNATURE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)</b>		<b>VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI</b>
 Marie-Pierre HENRIOT		

**PROCEDE D'AIDE A LA NAVIGATION D'UN AERONEF**

L'invention concerne la navigation à basse altitude d'un aéronef.

On connaît déjà des procédés d'aide à la navigation à basse altitude pour des avions très manoeuvrables tels que les avions de chasse. Mais ils ne sont pas adaptés à des aéronefs ayant des performances de manoeuvrabilité limitées tels que les avions cargo ou les avions de ligne.

Un but important de l'invention est donc de proposer un procédé d'aide à la navigation à trois dimensions (3D), sécurisée, à basse altitude pour un aéronef présentant des performances limitées.

Pour atteindre ce but, l'invention propose un procédé d'aide à la navigation à basse altitude d'un aéronef équipé d'un calculateur de gestion du vol apte à déterminer une trajectoire sol de plan de vol de l'aéronef à partir d'un enchaînement de segments droits et/ou courbes joignant des points de passage au sol P ayant une altitude  $\text{alt}(P)$ , la trajectoire sol tenant compte des performances et limitations de l'aéronef, principalement caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes consistant pour le calculateur de gestion du vol à :

- pour chaque point P de la trajectoire sol, calculer une altitude de sécurité,  $\text{alt}_{\text{séc}}$ , pour obtenir un point  $P_{\text{séc}}$  telle que

$$\text{alt}_{\text{séc}}(P_{\text{séc}}) = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert},$$

- mrg lat D et G étant respectivement des marges latérales droite et gauche prédéterminées, mrg vert étant une marge verticale prédéterminée,

- calculer un profil de sécurité formé des segments de sécurité joignant les points  $P_{\text{séc}}$ ,

- extraire des points sommets S parmi les points  $P_{\text{séc}}$  du profil de sécurité tels que les K points situés avant S et après S ont une altitude de sécurité inférieure à celle de S, K étant un paramètre déterminé,

- déterminer le poids de l'aéronef en ces points S en fonction de la distance le long du profil de sécurité entre l'aéronef et ce point S et de la consommation de l'aéronef sur cette distance, la consommation étant une des performances et limitations de l'aéronef,

- pour chaque point S, déterminer la pente maximale de montée  $\text{MaxClimbFPA}$  que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et la pente maximale de descente  $\text{MaxDescFPA}$  que peut supporter l'aéronef pour

## PROCEDE D'AIDE A LA NAVIGATION A BASSE ALTITUDE D'UN AERONEF

L'invention concerne la navigation à basse altitude d'un aéronef.

On connaît déjà des procédés d'aide à la navigation à basse altitude pour des avions très manoeuvrables tels que les avions de chasse. Mais ils ne sont pas adaptés à des aéronefs ayant des performances de manoeuvrabilité limitées tels que les avions cargo ou les avions de ligne.

Un but important de l'invention est donc de proposer un procédé d'aide à la navigation à trois dimensions (3D), sécurisée, à basse altitude pour un aéronef présentant des performances limitées.

Pour atteindre ce but, l'invention propose un procédé d'aide à la navigation à basse altitude d'un aéronef équipé d'un calculateur de gestion du vol apte à déterminer une trajectoire sol de plan de vol de l'aéronef à partir d'un enchaînement de segments droits et/ou courbes joignant des points de passage au sol P ayant une altitude  $\text{alt}(P)$ , la trajectoire sol tenant compte des performances et limitations de l'aéronef, principalement caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes consistant pour le calculateur de gestion du vol à :

- pour chaque point P de la trajectoire sol, calculer une altitude de sécurité,  $\text{alt}_{\text{séc}}$ , pour obtenir un point  $P_{\text{séc}}$  telle que

$$\text{alt}_{\text{séc}}(P_{\text{séc}}) = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert},$$
  
mrg lat D et G étant respectivement des marges latérales droite et gauche prédéterminées, mrg vert étant une marge verticale prédéterminée,

- calculer un profil de sécurité formé des segments de sécurité joignant les points  $P_{\text{séc}}$ ,

- extraire des points sommets S parmi les points  $P_{\text{séc}}$  du profil de sécurité tels que les K points situés avant S et après S ont une altitude de sécurité inférieure à celle de S, K étant un paramètre déterminé,

- déterminer le poids de l'aéronef en ces points S en fonction de la distance le long du profil de sécurité entre l'aéronef et ce point S et de la consommation de l'aéronef sur cette distance, la consommation étant une des performances et limitations de l'aéronef,

- pour chaque point S, déterminer la pente maximale de montée  $\text{MaxClimbFPA}$  que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et la pente maximale de descente  $\text{MaxDescFPA}$  que peut supporter l'aéronef pour

suivre la trajectoire sol au plus bas après avoir franchi S, en fonction des performances et limitations de l'aéronef et du poids, définir deux segments de performance qui présentent une première extrémité en S, des pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA de part et d'autre du point S et une seconde

5 extrémité au point d'intersection avec le terrain ou avec un autre segment de performance issu d'un autre point S,

- calculer un profil de performance formé des segments de performance et qui permet d'associer à chaque point P du profil de sécurité, une altitude de performance, alt perf (P) .

10 Selon une caractéristique de l'invention, un profil volable à basse altitude est déterminé à partir du profil de sécurité et du profil de performance.

Ce procédé permet de calculer rapidement un profil volable à trois dimensions sûr et optimisé pour suivre la trajectoire sol, en particulier dans

15 un environnement à relief important ; il permet ainsi de minimiser le temps durant lequel le pilote de l'aéronef doit piloter manuellement avant que le pilote automatique ne puisse reprendre la main avec sécurité sur le profil 3D mis à jour.

Selon une caractéristique de l'invention, la détermination du profil

20 volable consiste plus précisément à calculer pour chaque point P de la trajectoire sol, une altitude de vol à basse altitude, alt vol, pour obtenir un point  $P_{vol}$  telle que

$$\text{alt vol } (P_{vol}) = \text{Max} [\text{alt séc } (P), \text{alt perf } (P)],$$

le profil volable à basse altitude étant formé des segments

25 joignant les points  $P_{vol}$  .

Le profil volable est ainsi toujours plus haut que le (ou égal au) profil de sécurité et ne nécessite donc pas de vérification a posteriori des altitudes du profil par rapport à celles du terrain.

Le calculateur de gestion de vol disposant de la vitesse et de la

30 direction du vent, de la vitesse de l'aéronef, de l'altitude du terrain, de la température locale, les pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA sont de préférence pondérées en fonction de la vitesse et de la direction du vent et/ou de la vitesse de l'aéronef, et/ou de l'altitude du terrain et/ou de la température locale.



L'invention concerne également un système de gestion de vol comportant une unité centrale qui communique avec une interface d'entrée-sortie, une mémoire de programme, une mémoire de travail, une mémoire de stockage de données, au moyen de circuits de transfert de données, l'interface d'entrée-sortie étant reliée à une base de données du terrain à survoler, caractérisé en ce que la mémoire de programme comprend un programme de mise-en-oeuvre du procédé tel que décrit.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description détaillée qui suit, faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés dans lesquels :

la figure 1 représente schématiquement un système de gestion de vol FMS,

les figures 2a et 2b représentent schématiquement un profil de sécurité, vu selon une coupe perpendiculaire à la trajectoire sol (figure 2a), ou en perspective (figure 2b),

la figure 3 illustre les pentes de montée maximale MaxClimbFPA et de descente maximale MaxDescFPA,

la figure 4 représente schématiquement une trajectoire sol, et des profils de sécurité, de performance et volable à basse altitude vus en coupe selon l'axe de la trajectoire sol,

les figures 5a, 5b, 5c, 5d illustrent schématiquement le calcul d'une transition verticale autour d'un sommet ou d'un obstacle S.

On va considérer dans la suite que l'aéronef comprend un calculateur de gestion de vol FMS (acronyme de l'expression anglo-saxonne « Flight Management System »).

Ce calculateur FMS représenté figure 1, comporte de manière classique une unité centrale 101 qui communique avec une interface d'entrée-sortie 106, une mémoire de programme 102, une mémoire de travail 103, une mémoire de stockage de données 104, au moyen de circuits 105 de transfert de données entre ces divers éléments. L'interface d'entrée-sortie est reliée à divers dispositifs tels qu'une interface homme-machine 107, des capteurs 108, .... Une table de performance, spécifique de l'aéronef, et une trajectoire sol de plan de vol sont stockées dans la mémoire de données. On

rappelle qu'une trajectoire sol de plan de vol est établie à partir d'une liste de points de passage PP que l'aéronef doit survoler et est composée de segments droits et/ou courbes joignant ces points comme illustré figure 2b. Les courbes correspondent à des transitions calculées autour des points PP

5 en tenant compte des limitations de l'aéronef. Cette trajectoire sol est échantillonnée selon un pas  $p$  : on obtient alors une liste de points de passage  $P$ , d'altitude sol  $\text{alt}(P)$ . Dans la table de performance, on trouve les performances et limitations de l'aéronef, par exemple les limitations en vitesse, en pente de l'aéronef, son altitude maximale, sa vitesse de

10 décrochage, sa consommation, son rayon de virage, son roulis, etc.

Le calculateur FMS est relié notamment à une base de données 109 du terrain à survoler, généralement représenté sous forme de mailles rectangulaires.

Le procédé selon l'invention est basé sur la détermination d'un

15 profil de vol à basse altitude au moyen du calculateur FMS. Il comprend les étapes suivantes qui consistent à :

a) Calculer à partir de la trajectoire sol, des marges latérales droite « mrg lat D » et gauche « mrg lat G » en fonction notamment des performances et limitations de navigation de l'aéronef et de l'erreur sur la

20 position estimée ou EPU (acronyme de l'expression anglo-saxonne « Estimated Position Uncertainty »). Lorsque l'erreur sur la position estimée varie et lorsque cette variation est stabilisée dans le temps, les marges latérales sont mises à jour ainsi que le calcul qui suit. Ces marges latérales sont éventuellement identiques.

b) Pour chaque point  $P$  de la trajectoire sol, calculer l'altitude de terrain maximale entre les deux limites définies par la trajectoire sol décalée de la marge latérale droite, et celle du même point décalé de la marge latérale gauche. A cette altitude maximale, on ajoute une marge verticale, « mrg vert » pour obtenir une altitude de sécurité, « alt séc » d'un point  $P_{\text{séc}}$ .

25

30 On peut aussi écrire :

$$\text{alt séc}(P_{\text{séc}}) = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert}$$

La marge verticale est déterminée par le pilote en tenant compte éventuellement du terrain.

En associant ainsi ces altitudes de sécurité aux points P de la trajectoire sol, on obtient une liste de points  $P_{\text{séc}}$  joints par des segments qui forment un profil de sécurité illustré figures 2a et 2b.

5 c) Extraire les plus hauts points S du profil de sécurité, représentés figure 4 en éliminant les points intermédiaires plus bas. Cela signifie qu'un point S est tel que les K points précédents et suivants,  $K > 0$ , sont situés à une altitude inférieure. Plus précisément, un sommet S est tel que l'écart entre les pentes moyennes des segments sur les K points précédents et les K points suivants est supérieure à une pente seuil. Le  
10 paramètre K et la pente seuil dépendent du relief et/ou des performances et limitations de l'aéronef ; ils sont aussi de préférence déterminés en fonction du pas d'échantillonnage p. On a par exemple  $K=5$ , pente seuil =  $5^\circ$  pour  $p=300\text{m}$ .

Cette extraction des sommets S a pour but de réduire le nombre  
15 de points à traiter et par conséquent le temps de réponse du calculateur de vol qui doit être le plus court possible. Le nombre de points à traiter est par exemple réduit d'un facteur 20 à 50.

Lorsque des points S successifs sont trop proches c'est-à-dire  
20 espacés de moins d'une distance minimale  $D_{\text{min}}$ , ils sont mis en mémoire dans une liste et seuls les deux points S de cette liste ayant la plus haute altitude sont retenus. On a par exemple  $D_{\text{min}}$  égale à eux fois le rayon de virage de l'aéronef.

d) Estimer alors le poids de l'aéronef en ces points S en fonction  
notamment de la distance curviligne le long du profil de sécurité entre  
25 l'aéronef et ce point S, de la consommation de l'aéronef sur cette distance si celle-ci était parcourue à plat, c'est-à-dire avec une pente nulle. Cette consommation dépend de l'altitude du point S, de la vitesse estimée, des performances et limitations de l'aéronef, de la vitesse et de la direction du vent. Déterminer à partir de ce poids estimé en S et de la table  
30 de performance spécifique de l'aéronef, les pentes maximales avant et après chaque point S, c'est-à-dire les pentes maximales que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et pour suivre la trajectoire sol au plus bas après avoir franchi S. Les pentes maximales issues de la table de performance dépendent du poids de l'aéronef, de l'altitude des sommets, de la variation  
35 de température  $\Delta ISA$  (acronyme de l'expression anglo-saxonne

« International Standard Atmosphere ») par rapport à la température standard, de la vitesse de l'aéronef et éventuellement des emports extérieurs à l'aéronefs pouvant avoir un impact sur les forces de traînée. Ces pentes maximales, dépendant de l'altitude du terrain à survoler et définies en tenant  
5 compte des conditions de vol les plus critiques (moteur en panne, ...), sont respectivement désignées MaxClimbFPA pour la pente maximale en montée et MaxDescFPA pour la pente maximale en descente. Elles sont représentées figure 3. MaxClimbFPA est notamment déterminée en fonction de la puissance disponible de l'aéronef et éventuellement en supposant un  
10 moteur en panne.

Ces pentes maximales sont ensuite pondérées en fonction de la vitesse et de la direction du vent. En présence d'une composante de vent arrière, l'aéronef doit se mettre en montée plus tôt et la pente du segment de  
15 montée vers S sera alors diminuée ou anticipée ; celle du segment de descente sera de préférence maintenue. En présence d'une composante de vent debout, la pente du segment de montée vers S sera plus forte et l'aéronef atteindra l'altitude du sommet S plus tôt ; celle du segment de  
descente sera diminuée ou retardée dans le temps. Les composantes de vitesse du vent sont issues par exemple de prédictions météo à court terme  
20 ou estimées en temps réel et sont stockées dans la mémoire de données du FMS.

L'altitude d'un point de départ S et les pentes maximales pondérées définissent deux segments de performance qui présentent une première extrémité en S, des pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA  
25 pondérées de part et d'autre du point S et une seconde extrémité au point d'intersection avec le relief ou avec un autre segment. Les segments déterminés pour l'ensemble des points S forment un profil de performance, qui permet d'associer à chaque point P de la trajectoire sol, une altitude de performance, « alt perf ». Quant à un point de la trajectoire sol correspond  
30 deux altitudes de performances issues de segments de performance l'un montant, l'autre descendant, l'altitude la plus haute est retenue comme illustré figure 3, dans la région III.

e) Déterminer un profil volable à basse altitude illustré figure 4 en choisissant pour chaque point P de la trajectoire sol, une altitude de vol « alt  
35 vol » égale à l'altitude la plus haute entre celle du profil de sécurité et celle

du profil de performance. On désigne par  $P_{vol}$ , le point obtenu. On peut aussi écrire :

$$\text{alt vol}(P_{vol}) = \text{Max} [\text{alt séc}(P), \text{alt perf}(P)]$$

Les segments joignant l'ensemble des points  $P_{vol}$  forment un profil  
5 volable, qui à chaque point  $P$  de la trajectoire sol associe une altitude de vol,  
« alt vol ». Sur l'exemple de la figure 4, le profil volable coïncide avec le profil  
de sécurité sur une région I, et avec le profil de performance sur la région II.  
Un nouveau segment est créé joignant un point du profil de sécurité à un  
point du profil de performance comme illustré dans la région III.

10 La détermination de ce profil volable peut être optimisée selon les  
trois critères suivants qui sont minimisés en fonction du contexte :

- hauteur moyenne entre le profil volable et l'altitude du terrain,
  - marges latérales,
  - temps de réponse du calcul du profil volable par le calculateur de
- 15 vol.

En cas de fonctionnement dégradé du dispositif suite par exemple  
à une panne ou à une interruption volontaire de la fonction, le dernier critère  
est privilégié.

D'autres optimisations peuvent intervenir.

20 La trajectoire sol est formée de segments et/ou de courbes  
joignant des points  $P$  à survoler. Ces points sont généralement distants d'un  
pas  $p$  constant représenté figure 2b. On a par exemple  $p=100\text{m}$ . Cet  
échantillonnage à pas constant est coûteux en temps de calcul pour les  
calculs basés sur cette trajectoire. Une première solution consiste à prendre  
25 un pas d'échantillonnage  $p$  plus grand. Une autre solution consiste à utiliser  
un pas d'échantillonnage  $p$  variant en fonction de la pente du terrain ; les  
points de la trajectoire sol sont filtrés en fonction de la pente entre ces points.  
Plus la pente est faible plus le pas  $p$  est grand et inversement plus la pente  
varie comme c'est le cas en terrain montagneux, plus le pas  $p$  est petit. Le  
30 pas a cependant une limite inférieure  $p_{inf}$  et une limite supérieure  $p_{sup}$ . On a  
par exemple  $p_{inf}$  égal à une demie largeur de maille de la base de données  
terrain, soit environ  $0.15/2$  N (mille nautique) et  $p_{sup}$  égal à environ 1km. Ces  
solutions permettent de réduire le nombre de points à traiter, par plusieurs  
filtres spécifiques.

Souvent, comme représenté figure 5a, compte tenu des marges de sécurité verticales d'une trajectoire de plan de vol classique comportant notamment un point  $P$  à survoler en passant par  $P'$ , l'aéronef peut survoler ce point  $P$  en suivant une courbe théorique appelée transition verticale théorique TV volée à facteur de charge constant, et qui passe sous la trajectoire de vol prévue, c'est-à-dire sous  $P'$ , à une distance  $\Delta H$ . La transition verticale théorique TV, calculée par le FMS, a la forme d'une parabole qui est tangente aux deux segments joignant  $P'$ . Mais lorsque la trajectoire de vol est celle du profil volable à basse altitude calculé au plus juste, il est dangereux que l'aéronef suive cette transition verticale théorique qui passerait sous un point  $S$  comme illustré figure 5b. Une solution illustrée figure 5c consiste à surélever artificiellement le profil volable en  $S$  d'une hauteur  $\Delta H$  pour obtenir  $S'$  : la transition verticale attendue  $TV'$  est ainsi également surélevée de  $\Delta H$  par rapport à  $TV$ . Le profil volable est alors modifié en ajustant les segments  $SegClimb$ ,  $SegDesc$  issus de  $S$ , de manière à ce que les nouveaux segments  $SegClimb'$ ,  $SegDesc'$  issus de  $S'$  soient tangents à la transition attendue  $TV'$  comme illustré figure 5c : on obtient alors un nouveau profil volable.

Lorsque les pentes (de l'un ou) des deux nouveaux segments  $SegClimb'$ ,  $SegDesc'$  sont respectivement supérieures à  $MaxClimbFPA$  et  $MaxDescFPA$ , (ce ou) ces nouveaux segments sont remplacés par des segments  $SegClimb''$ ,  $SegDesc''$  dont les pentes imposées sont respectivement  $MaxClimbFPA$  et  $MaxDescFPA$ . L'extrémité basse de (ce ou) ces segments  $SegClimb''$ ,  $SegDesc''$  sont alors rehaussées d'une hauteur  $\Delta H'$  correspondante comme illustré figure 5d.

## REVENDECATIONS

1. Procédé d'aide à la navigation à basse altitude d'un aéronef équipé d'un calculateur de gestion du vol apte à déterminer une trajectoire sol de plan de vol de l'aéronef à partir d'un enchaînement de segments droits et/ou courbes joignant des points de passage au sol P ayant une altitude alt(P), la trajectoire sol tenant compte des performances et limitations de l'aéronef, principalement caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes consistant pour le calculateur de gestion du vol à :
  - pour chaque point P de la trajectoire sol, calculer une altitude de sécurité, alt séc, pour obtenir un point  $P_{séc}$  telle que
 
$$\text{alt séc} (P_{séc}) = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert},$$
 mrg lat D et G étant respectivement des marges latérales droite et gauche prédéterminées, mrg vert étant une marge verticale prédéterminée,
  - calculer un profil de sécurité formé des segments de sécurité joignant les points  $P_{séc}$ ,
    - extraire des points sommets S parmi les points  $P_{séc}$  du profil de sécurité tels que les K points situés avant S et après S ont une altitude de sécurité inférieure à celle de S, K étant un paramètre déterminé,
    - déterminer le poids de l'aéronef en ces points S en fonction de la distance le long du profil de sécurité entre l'aéronef et ce point S et de la consommation de l'aéronef sur cette distance, la consommation étant une des performances et limitations de l'aéronef,
    - pour chaque point S, déterminer la pente maximale de montée MaxClimbFPA que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et la pente maximale de descente MaxDescFPA que peut supporter l'aéronef pour suivre la trajectoire sol au plus bas après avoir franchi S, en fonction des performances et limitations de l'aéronef et du poids, définir deux segments de performance qui présentent une première extrémité en S, des pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA de part et d'autre du point S et une seconde extrémité au point d'intersection avec le terrain ou avec un autre segment de performance issu d'un autre point S,
    - calculer un profil de performance formé des segments de performance et qui permet d'associer à chaque point P du profil de sécurité, une altitude de performance, alt perf (P) .

2. Procédé d'aide à la navigation selon la revendication précédente, caractérisé en ce qu'il comporte en outre l'étape consistant à déterminer un profil volable à basse altitude à partir du profil de sécurité et du  
5 profil de performance.

3. Procédé d'aide à la navigation selon la revendication précédente, caractérisé en ce que la détermination du profil volable à basse altitude consiste à calculer pour chaque point P de la trajectoire sol, une  
10 altitude de vol à basse altitude, alt vol, pour obtenir un point  $P_{vol}$  telle que  
$$alt\ vol\ (P_{vol}) = \text{Max} [alt\ séc\ (P), alt\ perf\ (P)],$$
  
le profil volable à basse altitude étant formé des segments joignant les points  $P_{vol}$ .

15 4. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il consiste à échantillonner les points P selon un pas p, et en ce que K est déterminé en fonction de p et/ou d'une pente seuil et/ou du terrain et/ou des performances et limitations de l'aéronef.

20 5. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le calculateur de gestion de vol présentant une erreur sur la position estimée, Mrg lat D et G sont déterminées en fonction des performances et limitations de l'aéronef et de l'erreur sur la position estimée.

25 6. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le calculateur de gestion de vol disposant de la vitesse et de la direction du vent, de la vitesse de l'aéronef, de l'altitude du terrain, de la température locale, les pentes MaxClimbFPA et  
30 MaxDescFPA sont pondérées en fonction de la vitesse et de la direction du vent et/ou de la vitesse de l'aéronef, et/ou de l'altitude du terrain et/ou de la température locale.



7. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'aéronef étant équipé de moteurs, la pente MaxClimbFPA est calculée en supposant un moteur en panne.

5           8. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le calculateur de gestion de vol étant relié à une base de données terrain composée de mailles présentant une largeur prédéterminée  $L$ , et comportant des informations sur la pente du terrain, il consiste à échantillonner les points  $P$  selon un pas  $p$  déterminé en  
10 fonction de la pente du terrain et de la largeur  $L$  des mailles.

          9. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications 2 à 8, caractérisé en ce qu'une parabole de transition étant associée aux segments SegClimb, SegDesc du profil volable, issus d'un sommet  $S$ , le haut  
15 de la parabole étant situé à  $\Delta H$  de  $S$ , il consiste à :

          calculer un nouveau sommet  $S'$  situé à  $\Delta H$  au-dessus du sommet  $S$ ,  
          rehausser la parabole de transition de  $\Delta H$ ,  
          définir des segments SegClimb', SegDesc' issus de  $S'$  de manière  
20 à ce qu'ils soient tangents à la parabole de transition rehaussée et à obtenir un nouveau profil volable.

          10. Calculateur de gestion du vol d'un aéronef comportant une unité centrale (101) qui communique avec une interface d'entrée-sortie (106),  
25 une mémoire de programme (102), une mémoire de travail (103), une mémoire de stockage de données (104), au moyen de circuits (105) de transfert de données, l'interface d'entrée-sortie (106) étant reliée à une base de données (109) du terrain à survoler, caractérisé en ce que la mémoire de programme comprend un programme de mise-en-oeuvre du procédé selon  
30 l'une des revendications précédentes.

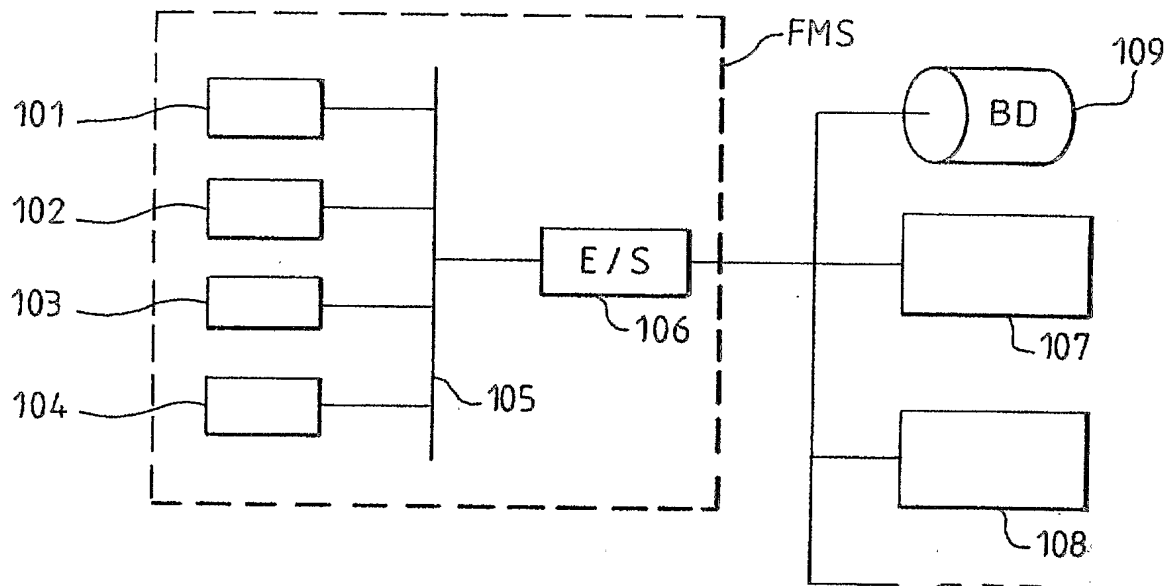


FIG.1

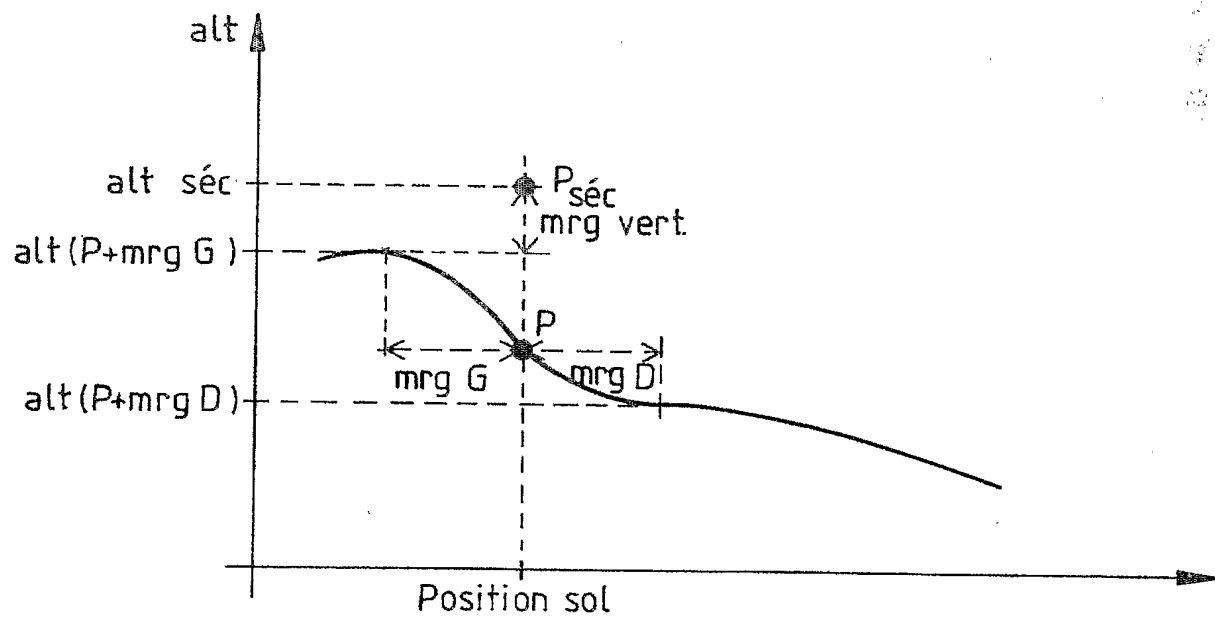
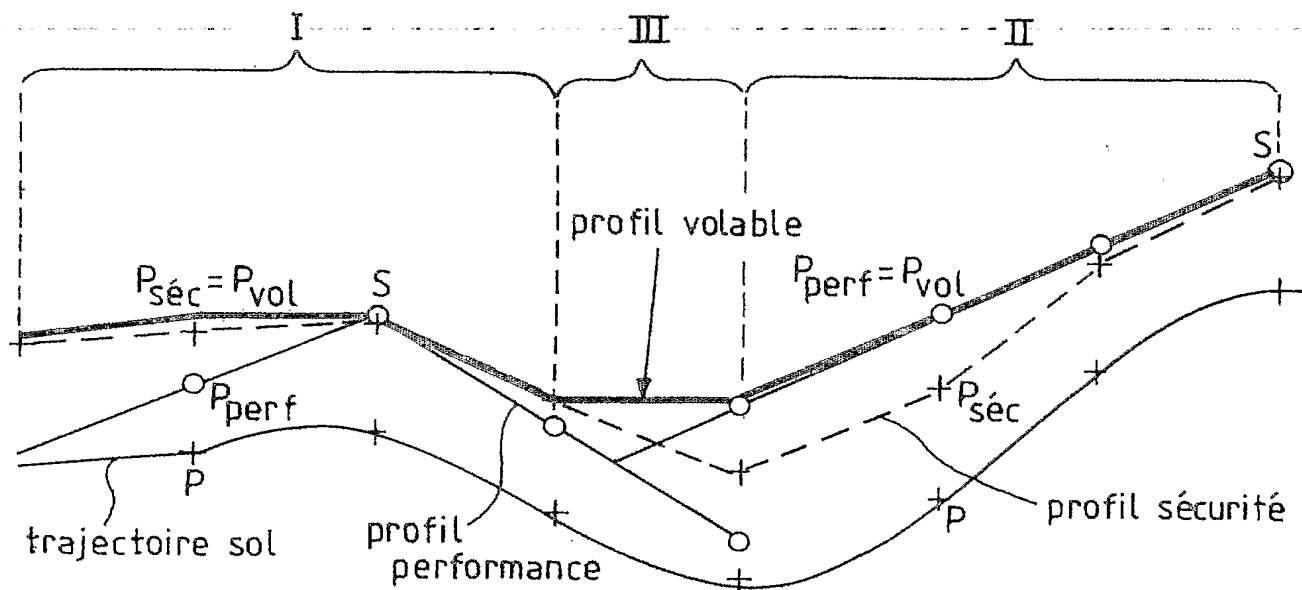
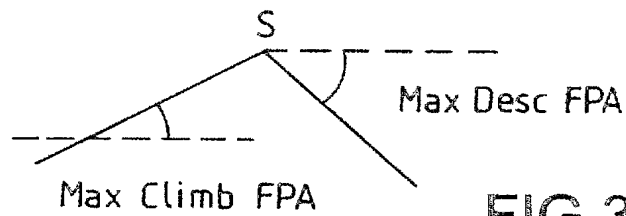
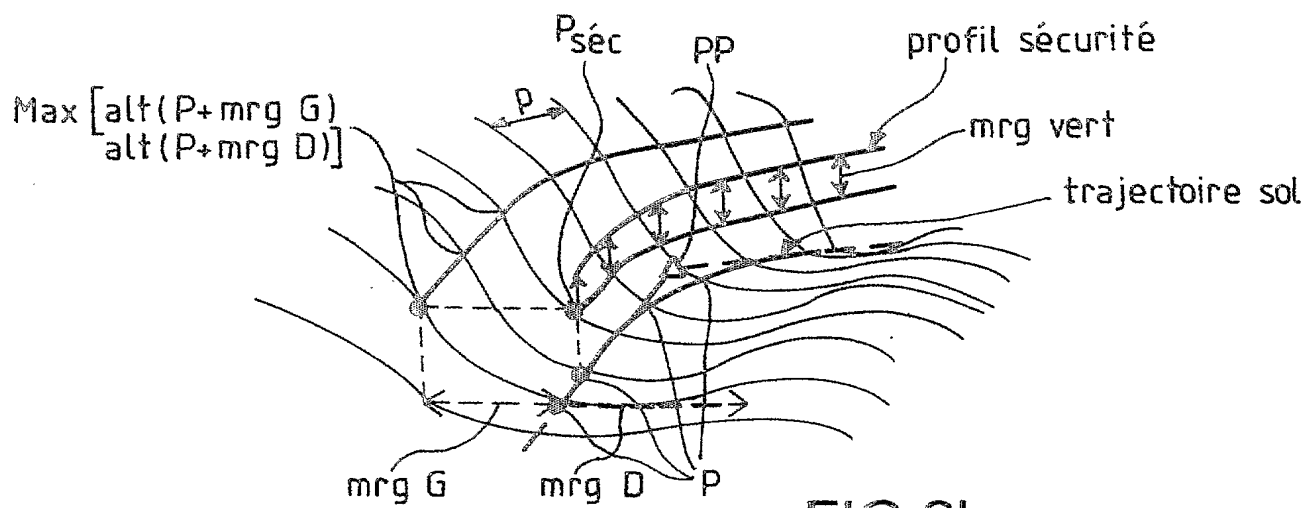


FIG.2a



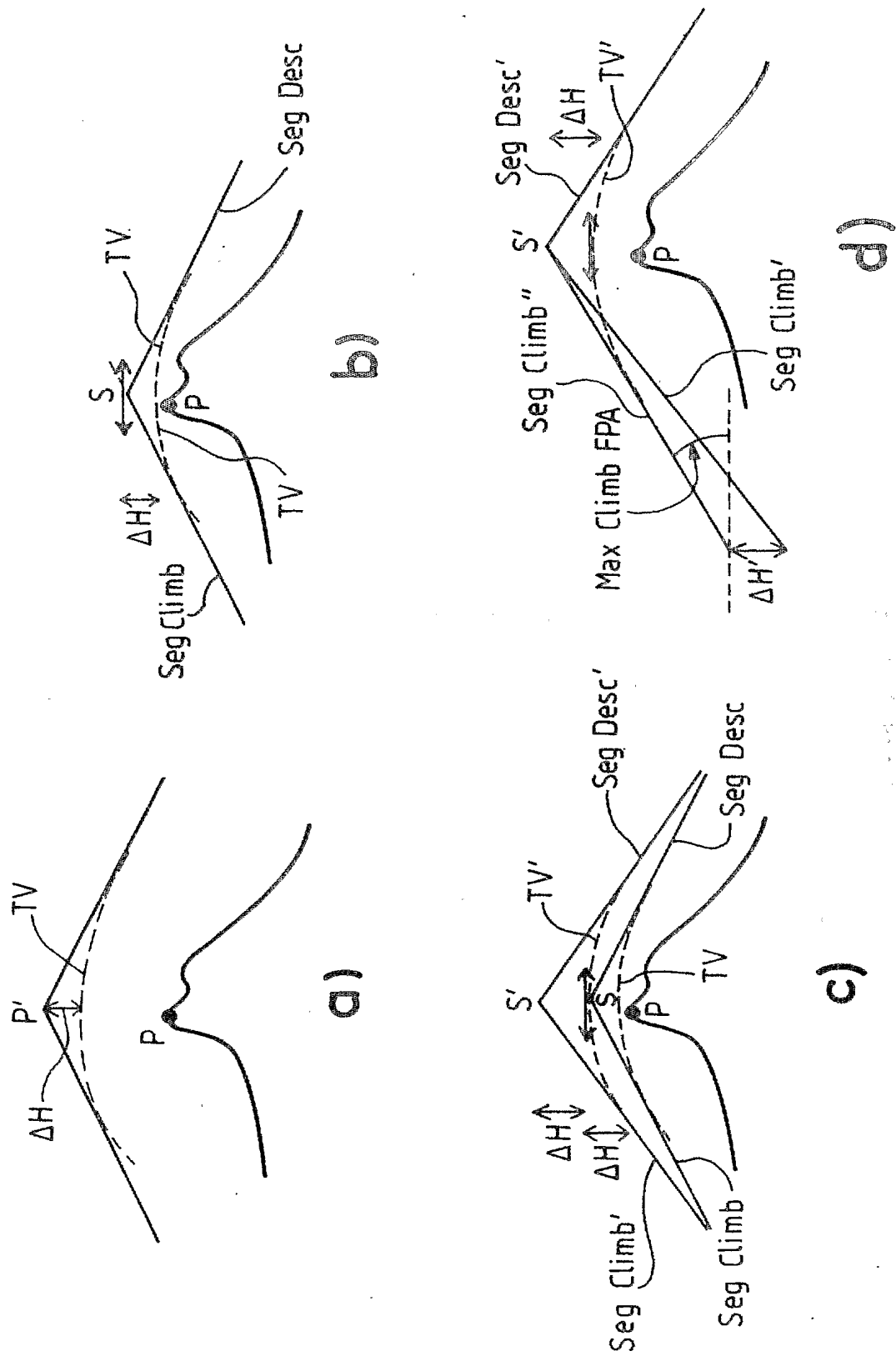


FIG.5



26 bis, rue de Saint Pétersbourg - 75800 Paris Cedex 08

Pour vous informer : INPI DIRECT

0 825 83 85 87

0,15 € TTC/mm

Télécopie : 33 (0)1 53 04 52 65

## BREVET D'INVENTION

## CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI

N° 11235\*03

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 1../1..

(À fournir dans le cas où les demandeurs et les inventeurs ne sont pas les mêmes personnes)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 113 @ W / 210103



Vos références pour ce dossier (facultatif)		63 278
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL		03 15035
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)		
PROCEDE D'AIDE A LA NAVIGATION D'UN AERONEF		
LE(S) DEMANDEUR(S) :		
THALES		
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) :		
1 Nom		DEKER
Prénoms		Guy
Adresse	Rue	THALES Intellectual Property 31-33, Avenue Aristide Briand
	Code postal et ville	93 141 1171 ARCUEIL CEDEX
Société d'appartenance (facultatif)		
2 Nom		
Prénoms		
Adresse	Rue	
	Code postal et ville	
Société d'appartenance (facultatif)		
3 Nom		
Prénoms		
Adresse	Rue	
	Code postal et ville	
Société d'appartenance (facultatif)		
S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez plusieurs formulaires. Indiquez en haut à droite le N° de la page suivi du nombre de pages.		
DATE ET SIGNATURE(S)		
DU (DES) DEMANDEUR(S)		19 DEC. 2003
OU DU MANDATAIRE		
(Nom et qualité du signataire)		
Marie-Pierre HENRIOT		



10

11

12

13

14

15

16

17

18

19

20

21

22

23

24

25

26

27

28

29

30

31

32

33

34

35

36

37

38

39

40

